

УДК 629.7.083

КАРПІНОС Б.С., провідний науковий співробітник, доктор технічних наук, професор

ЛОБУНЬКО О.П., начальник науково-дослідного відділу, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

КУЗЬМІН С.М., провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник

ГРЕНЬ В.М., старший науковий співробітник

МЕТОДИКА ПРОГНОЗУВАННЯ ДОВГОВІЧНОСТІ КОНСТРУКТИВНИХ ЕЛЕМЕНТІВ АВІАЦІЙНИХ СИЛОВИХ УСТАНОВОК НА ПІДСТАВІ МОДЕЛЮВАННЯ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ І ВПЛИВУ ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ФАКТОРІВ

У статті приведені результати комп'ютерного моделювання напруженого стану диска турбіни авіаційного двигуна РУ-19А-300

Ключові слова: диск турбіни, авіаційний двигун РУ-19А-300

Пошкодження конструктивних елементів авіаційних силових установок є переважно наслідком експлуатаційних причин, які мають місце при нештатних та не розрахункових навантаженнях, коли механічні напруження перевищують межу витривалості або межу контактної циклічної міцності їх матеріалу. Вони також спостерігаються при втраті властивостей матеріалу за час експлуатації. Зазначене вище потребує детального аналізу умов навантаження, визначення напруженого стану цих елементів.

На прикладі диска турбіни авіаційного двигуна РУ19А-300 розглянемо вплив експлуатаційних факторів. Основними джерелами напружень в диску турбіни є відцентрові сили власної маси диска і маси робочих лопаток, нерівномірний нагрів диска, різниця тисків, які діють на бокові поверхні диска, момент, що передається диском на вал, гіроскопічний момент, що діє на ротор двигуна, вібраційні навантаження та інші.

Відцентрові сили викликають в диску розтягуючи напруження, нерівномірний нагрів – термічні напруження розтягу і стиску. Напруження кручення є результатом передачі диском крутячого моменту.

Напруження згину виникають від різниці температур по товщині диска, від різниці тисків на бокові сторони, від вібрацій лопаток і самого диска, від гіроскопічного моменту і при еволюціях літального апарату (у цьому випадку напруження згину в диску турбіни виникають від деформації валу).

Сучасні методи чисельних розрахунків напруженого стану дисків газової турбіни авіаційних двигунів мають доповнювати класичні методи розрахунків.

За допомогою сучасних програмних пакетів (ANSYS, SOLIDWORKS) та конструкторської документації побудовано модель диску турбіни авіаційного двигуна РУ19А-300 та проведено розрахунок його напруженого та деформованого стану [1, 2]. Програми забезпечують побудову геометричної моделі складних просторових об'єктів, визначення параметрів їх напруженого стану методом скінчених елементів. Параметри розбиття моделі, механічні граничні умови, властивості матеріалів задавались відповідно до можливостей програми та до наближених реальних умов експлуатації. Для забезпечення отримання найбільш точних результатів в зоні напружень здійснювалось подібнення сітки (рис. 1).

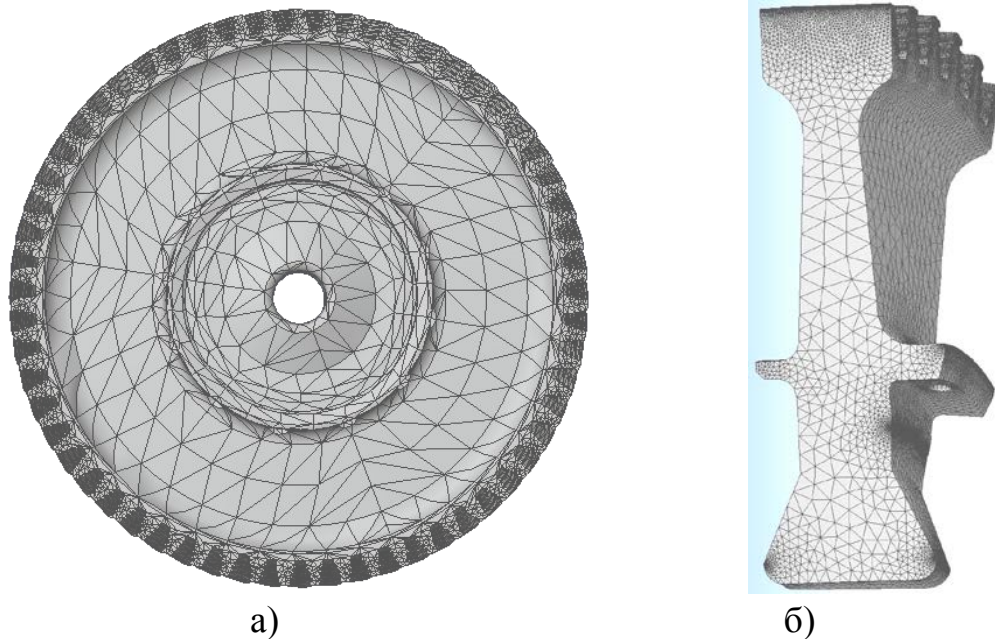


Рис. 1. Модель диску турбіни РУ19А-300 з сіткою скінчених елементів

а) модель диску турбіни

б) сектор моделі диску турбіни

Розрахунок напруженого стану диску турбіни авіаційного двигуна РУ19А-300 здійснювався на основі аналізу параметрів його силової схеми.

Диск турбіни двигуна є найбільш навантаженим, його ресурс обмежується кількістю циклів навантаження у міжремонтний період. У якості розрахункового режиму обраний номінальний (злітний) режим двигуна РУ19А-300.

На рис. 2 зображено прийнятий розподіл температури матеріалу диска турбіни на режимах запуску та прогріву за лінійним законом, який близький до реального розподілу та добре узгоджується з ним.

Характер розподілу окружної температурної напруги в диску значною мірою залежить від профілю полотна диска, наявності і розмірів ступиці обода. У зв'язку з тим, що рівнодійні окружних сил, стислих і розтягнутих областей рівні, збільшення розмірів ступиці диска веде до зменшення напруги розтягування в цій частині, але до зростання напруги зжимання в іншій зоні [3].



Рис. 2. Розподіл температури в матеріалі диска турбіни РУ19А-300

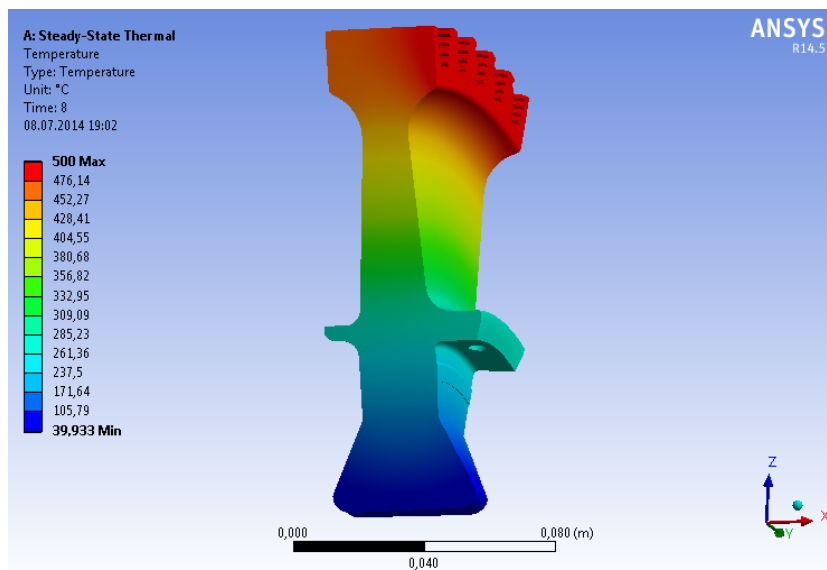


Рис. 3. Розподіл температури в матеріалі диска турбіни РУ19А-300 на режимі запуску 8 с

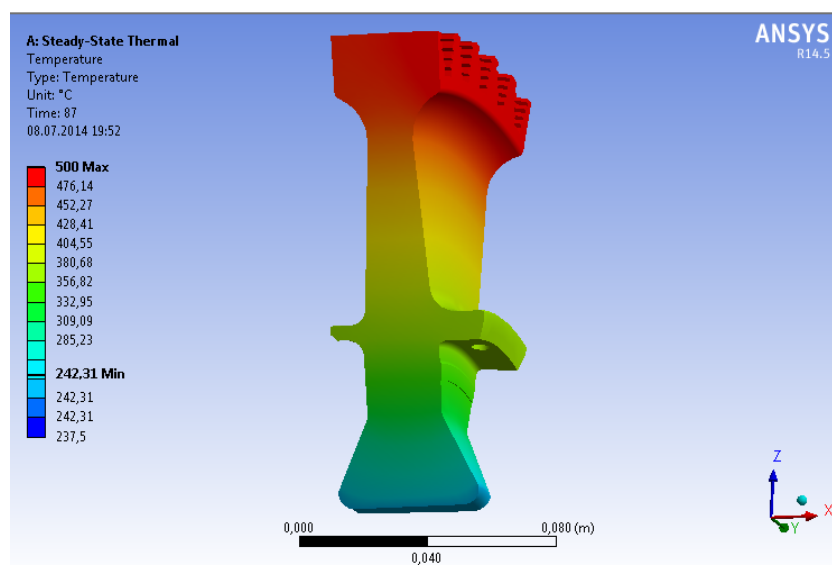


Рис. 4. Розподіл температури в матеріалі диска турбіни РУ19А-300 на сталому режимі після прогріву двигуна 87 с

На рис. 3, 4 представлено розподіл температури в матеріалі диску турбіни авіаційного двигуна РУ19А-300 в часі.

Вихідними даними розрахунку напруженого стану диску турбіни є:

сили інерції від обертання ($\omega = 1675$ 1/с);

контурне навантаження ($\sigma_{пл} = 110$ МПа);

поле температур (рис. 2);

матеріал - ЭИ-961 (13X11H2B2MФ-Ш) та його властивості: модуль пружності (E), коефіцієнт лінійного розширення (α);

густина матеріалу диска ($\rho = 7800$ кг/м³);

коефіцієнт Пуассона ($\mu=0,3$).

Результати розрахунку напруженого стану диска турбіни наведено на (рис. 4, 5).

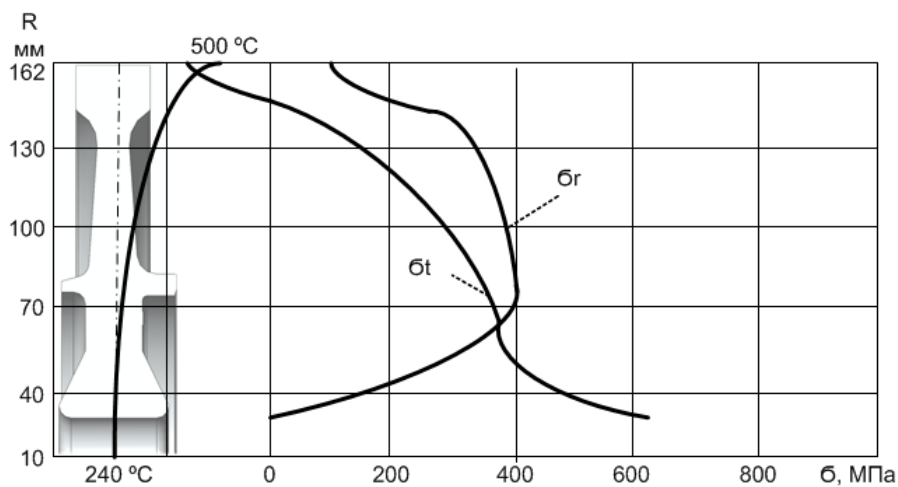


Рис. 5. Розподіл напружень в диску турбіни РУ19А-300

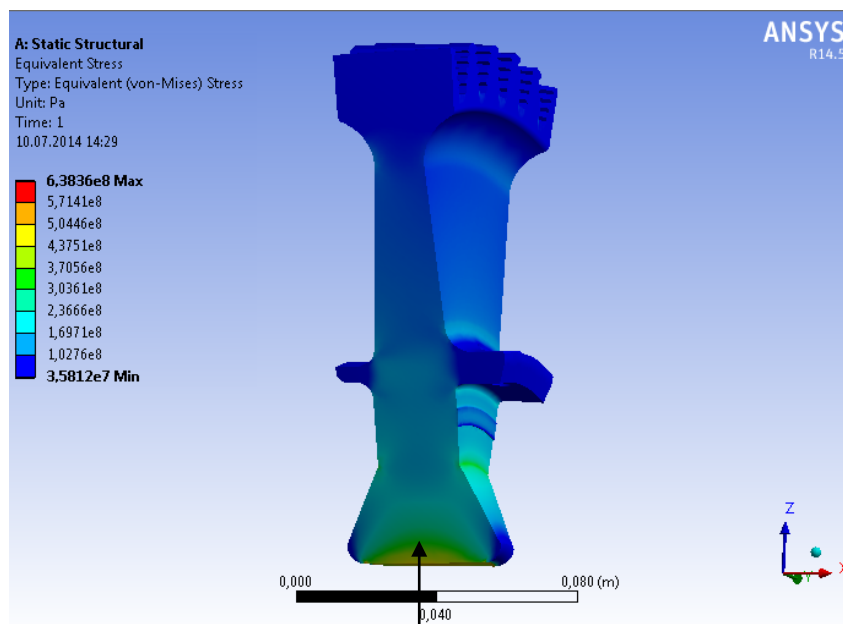


Рис. 6. Розподіл еквівалентних напружень диска турбіни по Мізесу

Розрахунок напружено-деформованого стану моделі диску турбіни авіаційного двигуна РУ19А-300 показав, що із-за нерівномірності температур на зовнішньому контурі диска з'являється напруга стискування і зростає осьове напруження σ_t на контурі отвору диска. В області ступиці (посередені) напруження різко зростає майже на 70 %, $\sigma_{\text{екв}} = 640$ МПа.

Знаючи еквівалентні напруження диска, межі тривалої міцності матеріалу ЭИ-961, є реальність визначити коефіцієнт запасу циклічної довговічності диска відповідно існуючих методик [3, 4].

Візуалізація, яку забезпечують використані комп'ютерні програми в процесі розрахунку, мають вигляд кольорового зображення. По технічним причинам неможливо забезпечити кольоровість та відповідну якість ілюстрацій, рис. 3, 4, 6 приведених в тексті статті, тому відповідні недоліки зображення намагались компенсувати більш детальними поясненнями.

ЛІТЕРАТУРА

1. Бруйка В.А., Фокин В.Г., Салдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е. Инженерный анализ в Ansys Workbench. Изд-во Самарский государственный технический университет 2010. 271с.
2. Алямовский А.А., Solidworks Simulation как решать пратические задачи. Санкт-Петербург 2012. 322с
3. Хронин Д.В. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Москва. Изд-во Машиностроение 1989г. 564с.
4. Биргер И.А., Шор Б.Ф., Иосипович Г.Б. Расчет на прочность деталей машин. Москва. Изд-во Машиностроение 1993г. 629с.

Надійшла до редакції 02.10.2014